第 41 卷　第 3 期
2023 年 9 月

天 文 学 进 展
PROGRESS IN ASTRONOMY

Vol. 41,　No. 3
Sept., 2023

doi: 10.3969/j.issn.1000-8349.2023.03.04

深空探测中地基测量数据传播介质误差修正方法

周伟莉[1,2,3]，宋淑丽[2]，胡　雄[1]，姜　君[2,3]

(1. 中国科学院　国家空间科学中心，北京　100190；　2. 中国科学院　上海天文台，上海　200030；　3. 中国科学院大学，北京　100049)

摘要： 深空探测中探测器轨道主要采用地面跟踪站进行测量，无线电信号在探测器与地面跟踪站间传输时会受到地球传播介质误差的影响。传播介质误差主要包括地球的中性大气时延误差和电离层时延误差等。针对传播介质误差修正在深空探测中的应用需求，调研了国内外地基测量数据传播介质误差研究进展，重点阐述了深空探测中 VLBI 地基测量数据中性大气和电离层时延产生的机理和修正方法。针对关键技术及未来发展趋势进行了分析，以提高传播介质误差修正精度及时效性。

关　键　词： 深空探测；中性大气时延；电离层时延

中图分类号： P164　　　　**文献标识码：** A

1　引　言

至 20 世纪 50 年代末，美国、俄罗斯 (前苏联)、欧盟、中国和日本等国家和组织已经开展了 250 多次深空探测任务。探测目标基本涵盖了太阳系内各类天体，有些探测器在月球、火星和小行星上成功着陆或返回。深空探测工程获得了大量科学发现，为人类认识宇宙提供了重要基础[1]。

探测器发射升空后，需要对其进行跟踪观测。美国采用国家航空航天局深空网 (deep space network, DSN) 跟踪探测器，该网包括 3 座经度间隔 120° 的测控站和 1 个位于加利福尼亚的任务操作控制中心组成。3 座测控站是美国加利福尼亚的戈德斯通测控站、西班牙境内的马德里测控站以及澳大利亚的堪培拉测控站。这种覆盖全球的深空网在开展探测器

收稿日期： 2022-10-09；　**修回日期：** 2022-11-21

资助项目： 国家自然科学基金 (12203090, 41730109)

通讯作者： 周伟莉，wlzhou@shao.ac.cn

测控时随着地球的转动能够对目标保持不间断的跟踪[2,3]。由于高精度的测角精度，美国甚长基线干涉阵列 (very long baseline array, VLBA) 也用于跟踪探测器，例如“卡西尼”探测土星任务时采用由 10 个测站组成的 VLBA 阵列进行跟踪[4,5]。俄罗斯 (前苏联) 深空网由 3 个测控站、2 个指控中心和 2 个弹道中心组成。3 个地面站分别是乌苏里斯克站、叶夫帕托里亚站和熊湖站，东、西两站经度间隔 100° 左右[6]。欧洲深空网由 3 个测控站和欧洲航天操作中心组成。3 个测控站包括澳大利亚新诺舍站、西班牙塞布里洛斯站和阿根廷玛拉库站[7]。另外，欧洲甚长基线干涉 (very long baseline interferometry, VLBI) 网 (European VLBI network, EVN) 也参与了深空探测任务[4,5,8]。日本宇宙航空研究开发机构管理的深空网主要包括臼田、鹿儿岛等深空站和相模原控制中心。另外，日本国立天文台的 4 个 VLBI 测站也参与了深空探测，包括水泽、入来、小笠原和石垣岛 VLBI 站[9]。中国深空测控系统主要包括 3 个测控站和 1 个位于北京的控制中心。3 个测控站分别位于我国喀什、佳木斯和南美阿根廷萨帕拉[10]。另外，中国 VLBI 网 (Chinese VLBI network, CVN) 同样承担了我国的深空探测任务。4 个射电望远镜跟踪站分别位于北京、上海、昆明和乌鲁木齐，1 个 VLBI 数据处理中心位于上海[11]。

探测器飞行过程中采用地面跟踪站进行高精度跟踪测量以准确确定其飞行轨迹，尤其在中途轨道机动控制和抵达目标星后制动等关键弧段。探测器能否顺利到达指定位置是关系到探测任务成功与否的关键。早期的深空探测器定轨采用测距、测速技术测量位于视线方向探测器的距离和速度，再通过长时间长弧段的多普勒速度测量，间接获取探测器在平面上的角度信息，从而完成探测器的定轨定位。探测器的轨道依赖于观测量的动力学模型及测站坐标，影响测距、测速的误差有测站时钟的不稳定性、传播介质误差、仪器误差、台站坐标误差和地球自转参数引起误差等。长弧段的观测带来测量误差的积累，影响测量精度。随着深空探测任务的不断深入，尤其在探测器着陆返回等关键任务段需要更精确的探测器位置信息。

20 世纪 80 年代，来自射电天文观测的 VLBI 技术开始应用于深空探测领域。该技术由两个或两个以上的天线分别在同一时刻接收同一探测器或河外射电源的信号，然后进行相关处理求出观测值。这种干涉测量的优点是基线长度可达几千千米，极大地提高了空间角分辨率，可以更精确测定探测器角度信息。VLBI 技术的主要测量误差分为两类：一类是由于天体测量、地球物理参数或模型不准确引起的误差，称为模型与参数误差；另一类是测站时频系统不稳定性、测站信号接收系统引起的信号相位抖动和传播介质时延影响等。通过交替观测探测器附近的河外射电源，可以消除共同的仪器和测站误差等。由于传播介质引起的时延误差随时间而变化，并且探测器和射电源间的角距有数度至十几度，导致不同路径上介质时延差异，见图 1。

影响深空探测信号的传播介质包括地球空间环境和行星际空间环境。本文主要研究了深空探测地基测量数据中地球空间环境的中性大气和电离层时延产生的机理、修正方法及研究现状，同时分析了时延修正关键技术及未来发展趋势。简要介绍了太阳等离子体引起的时延修正方法。

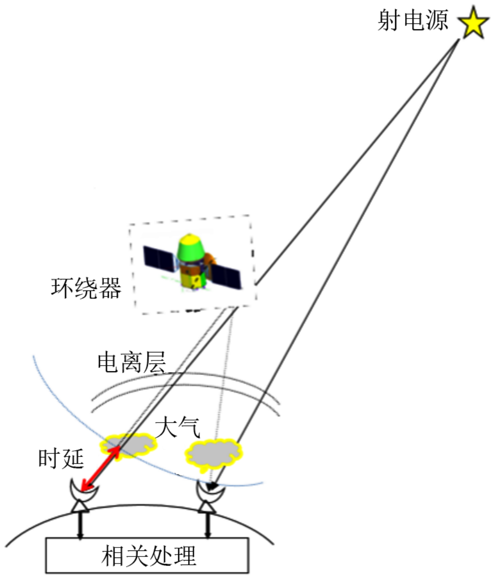


图 1　无线电信号传播示意图

2　中性大气

本文所指中性大气主要是距离地球表面约 50 km 的大气，包括对流层和平流层。对流层的高度因纬度而不同，低纬度地区为 17 ~ 18 km，中纬度地区为 10 ~ 12 km，极地为 8 ~ 9 km。

2.1　中性大气时延误差产生机理

大气以两种方式影响电磁波的传播：(1) 与在真空中相比电磁波的传播速度减慢；(2) 传播路径由直线变成弯曲。这两种影响都是传播路径上大气折射指数变化造成的。信号传播在时间上的延迟等效于传播路径长度的增加，增加的路径表示为：

$$\Delta L = c_0 \Delta t - G = c_0 \int_L \frac{\mathrm{d}s}{c} - G = \int_L n(s)\mathrm{d}s - G \quad , \tag{1}$$

其中，ΔL 为由于中性大气时延增加的路径，c_0 为真空中的光速，Δt 为信号实际传播时间，G 是探测器和接收端的几何路线长度，L 为弯曲路径，c 为信号在大气中的传播速度，$n(s)$ 是大气折射指数。

$$\Delta L = \int_L [n(s) - 1 + 1]\mathrm{d}s - G = \int_L [n(s) - 1]\mathrm{d}s + S - G \quad , \tag{2}$$

S 为沿 L 的路径长度。右侧第一项积分项为减慢项；第二项是弯曲项，为弯曲路径与直线路径之差。弯曲延迟在探测器高度角较小 ($< 5°$) 时会有较大差值 (约 2 m)，但相对于传播速度延迟来说要小得多。当探测器高度角为 15° 时，有十几厘米水平，并随着高度角的增大，弯曲延迟趋近于 0，可忽略不计[12]。

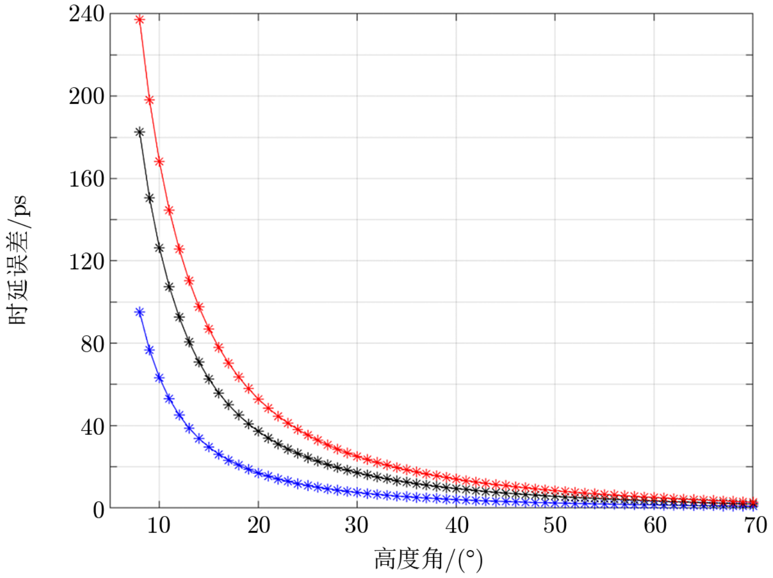
中性大气时延的大小主要取决于电磁波传播路径上大气的厚度以及各点的气象参数 (包括温度、湿度和压强)。具有以下特点：(1) 时延变化幅度较大，在天顶方向约 2.3 m，低高度角时可达到 30 m；(2) 在 30 GHz 以下具有非色散性[13]，不能利用频率组合的方式消除；(3) 大气中水汽分布随机性强，难以建模；(4) 不同地区、不同季节差异明显，全球建模难度大。

中性大气时延随着高度角而变化，可近似为天顶时延与观测高度角正弦倒数的乘积。基于 VLBI 技术对探测器测控时采用差分观测，探测器与河外射电源之间存在一定的角距。所以，中性大气时延与高度角、探测器河外射电源角距高度相关[14]。如下式所示：

$$\Delta\tau_{\rm tro} \approx \frac{\varepsilon}{c}\left|\frac{1}{\sin el_{\rm T}} - \frac{1}{\sin el_{\rm C}}\right| \quad , \tag{3}$$

式中，$\Delta\tau_{\rm tro}$ 是不同观测高度引起的较差时延，ε 为大气天顶时延的精度，$el_{\rm T}$ 和 $el_{\rm C}$ 分别为探测器和河外射电源的观测高度角。

图 2 给出了中性大气时延误差对定轨时延的影响随高度角和探测器与河外射电源角距的变化关系。图上中性大气天顶时延误差设为 2 cm，角距分别设置为 2°、5° 和 8°。当高度角为 10°，角距为 8° 时，2 cm 的中性大气天顶时延误差对定轨时延影响会达到 170 ps 左右。



注：红色代表角距 8°；黑色代表角距 5°；蓝色代表角距 2°。

图 2　中性大气时延误差随高度角和角距的影响

所以，选择小角距的参考源，避免在低高度角观测，可以降低中性大气时延影响。然而，小角距条件下往往无法找到满足强度要求的射电源。为了增大基线长度，测站间往往相隔几千千米，在同时观测的情况下不能达到所有测站与探测器间高度角符合要求。另外，中

性大气时延误差与测站坐标、接收机钟差高度相关，因此不能采用参数估计方法消除中性大气时延误差的影响[15]，使用外部数据进行中性大气时延修正是必须的校准过程。

2.2　中性大气时延修正法

本文对国内外测控站中性大气时延修正方法进行调研分析，目前常用的方法包括天顶时延+映射函数法和基于微波辐射计 (Water Vapor Radiometer, WVR) 修正法等。

2.2.1　中性大气天顶时延+映射函数法

将探测器方向上的信号时延表示为天顶时延和与高度角有关的映射函数的组合，是目前深空探测中地基测量数据中性大气时延有效的修正方法。

2.2.1.1　中性大气天顶时延

(1) 美国探测器中性大气天顶时延修正法

20 世纪 70 年代开始，美国深空网中性大气天顶时延修正方法主要采用 Chao 提出的季节模型修正[16,17]。与探空气球结果比较，该模型天顶湿时延 1σ 精度约 2 cm。由于不需要实测资料，该模型可作为预报模型应用于实时中性大气时延修正。

随着探测器定轨精度的不断提升，原有的季节模型已无法满足中性大气时延修正的要求。美国喷气推进实验室 (Jet Propulsion Laboratory, JPL) 提出中性大气时延修正多项式模型[18]，采用时间归一化傅里叶序列表示干时延 (zenith hydrostatic delay, ZHD) 和湿时延 (zenith wet delay, ZWD)，如式 (4) 所示：

$$\begin{aligned} Fs(X) =&\ A_0 + A_1 \cdot \cos(X) + B_1 \cdot \sin(X) + A_2 \cdot \cos(2X) + B_2 \cdot \sin(2X) + \cdots + \\ &\ A_N \cdot \cos(NX) + B_N \cdot \sin(NX)\ , \\ X =&\ 2\pi \cdot \left(\frac{T-S}{P}\right)\ , \end{aligned} \tag{4}$$

其中，A_i, B_i 是拟合傅里叶系数，N 是傅里叶序列展开式的阶数，T 是标校时间，S 是开始时间，P 是基本模式周期，单位都为 s。

其中，多项式模型的一阶项是 Chao 提出的季节模型[16,18]，参数以时间归一化傅里叶序列表示。为避免双重校准，在季节模型校准的基础上，采用近实时气象资料和全球定位系统 (Global Positioning System, GPS) 观测数据计算中性大气天顶时延、干时延和湿时延的增量校正时间序列，并采用时间归一化多项式进行表示，如式 (5) 所示：

$$\begin{aligned} P_y(X) =&\ C_0 + C_1 \cdot X + C_2 \cdot X^2 + \cdots + C_N \cdot X^N\ , \\ X =&\ 2 \cdot \left(\frac{T-S}{E-S}\right) - 1\ , \end{aligned} \tag{5}$$

其中，C_i 是拟合多项式系数，N 是多项式展开式的阶数，T 是标校时间，S 是开始时间，E 是结束时间。

全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 和中性大气折射时延紧密相关，一方面卫星信号在穿过中性大气层时会受到其折射的影响带来一定的时延误差；另一方面，利用该影响可通过 GNSS 技术反演获得中性大气时延量。由于 GNSS 技术具有全

天候、高采样、高精度和不受天气条件影响等优点，因此它是中性大气时延改正的重要手段。该技术成功应用到深空探测地基测量数据中性大气时延修正。传播路径上中性大气时延 (slant path delay, SPD) 可以通过天顶时延、映射函数和梯度进行表示，具体如下式所示：

$$SPD = mf_h \cdot ZHD + mf_w \cdot ZWD + mf_g \cdot (G_N \cos\alpha + G_E \sin\alpha) \quad , \tag{6}$$

其中，mf_h 和 mf_w 分别为干时延和湿时延映射函数，ZHD 和 ZWD 分别为天顶方向干时延和湿时延，mf_g 是梯度映射函数，G_N 和 G_E 分别是南北向和东西向水平梯度，α 是方位角。

美国深空网基于 GPS 技术反演中性大气时延的方法是将中性大气天顶总时延作为待估参数，采用最小二乘法或卡尔曼滤波法进行事后或实时处理。数据处理软件采用 JPL 研发的 GIPSY-OASIS。该软件与伯尔尼大学研发的 Bernese 软件估计的中性大气天顶湿时延的平均差异为 6 mm，标准差为 3.2 mm。由于采用 GNSS 技术只能获取中性大气天顶总时延，为了得到湿时延，基于并置站气象数据采用 Saastamoninen 模型计算干时延，GNSS 观测数据反演的中性大气总时延扣除干时延后得到深空站湿时延信息。

2001 年美国火星探测器“奥德赛”定轨时，地基测量数据中性大气时延由 JPL 提供[18]，中性大气时延采用上段介绍的 GPS 技术处理方法修正。2007 年，JPL 采用上述 GPS 技术获取的中性大气时延对深空站 ΔDOR、VLBI 和 VLBA观测值进行校准[5]。同年，JPL 提出了可用于延迟 1 h 和 12 h ZTD 方法，可应用于深空天线各波段修正，延迟 1 h 提供的 ZTD 产品修正精度在厘米量级，延迟 12 h 提供的 ZTD 产品修正精度优于 1 cm。该方法应用到“卡西尼”探测器轨道确定[20]。

另外，美国 VLBA 也用于探测器定轨。美国 VLBA 测定“卡西尼”探测器时采用约 15 个强射电源标校中性大气天顶时延。该方法通过在大范围高度角区间快速观测强射电源以获取多波段延迟，然后通过 Chao 映射函数投影到探测器观测方向[4,16,21]。

(2) 欧洲探测器中性大气天顶时延修正法

欧洲深空网常用的中性大气时延修正方法是 Saastamoinen 模型[13,22]。该方法基于实测气象资料计算中性大气时延，可用于事后修正。由于大气中水蒸气的非均匀分布，该方法获取的 ZHD 精度较高，但 ZWD 精度较差，在厘米量级。基于合作协议，欧洲深空网中性大气时延修正也由美国 JPL 提供支持。

近年来，为了不依赖外部数据，基于 JPL 提出的多项式修正算法，欧洲深空网开发了一个独立的中性大气时延修正平台。主要内容包括：(1) 导航办公室基于 GNSS 技术反演提供深空站 48 h 时段长度的 ZTD 和 ZWD。(2) 每个欧洲深空站配置气象仪，提供 1 min 采样的温度、湿度和压强信息，基于 Saastamoinen 模型计算 ZHD。气压数据不可用时，采用全球压强温度模型 (global pressure and temperature, GPT) 计算[23,24]。(3) 改正由于深空站天线和国际 GNSS 服务组织 (International GNSS Service, IGS) 跟踪站高度差引起的 ZHD 差异，深空站的参考点为天线方位轴与仰角轴相交的点。具体方法参考文献 [17]。(4) 针对参与解算的 GNSS 测站数不同，分快速模式和最终模式。最终模式延迟 4 d 计算。(5) 中性大气时延多项式阶数为 4 阶，采用最小二乘估计多项式系数。图 3 是欧洲导航办公室开发的

中性大气时延修正平台计算 ZWD、ZHD 和标校中性大气时延的时间方案，每天 14:30(UT) 启动计算当天 12:00(UT) 往前 48 h 观测数据。

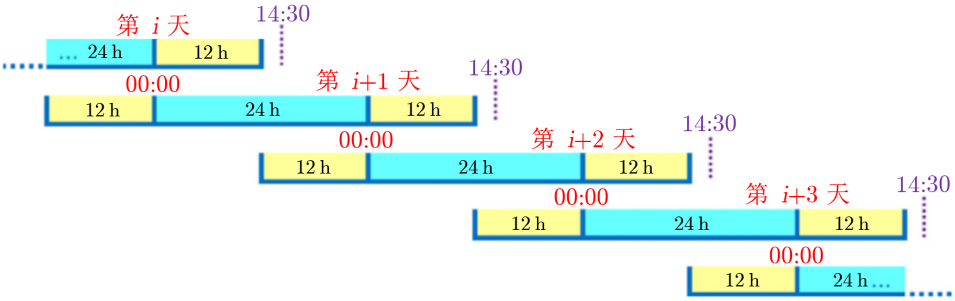


图 3　欧洲导航办公室计算 ZWD、ZHD 和标校中性大气时延的时间方案[13]

欧洲 EVN 也用于探测器轨道跟踪，比如“织女哈雷彗星”探测器探测金星大气时期，“惠更斯”探测器降落在土卫六表面期间[8,25]，欧空局“Smart-1”探测器在月球表面控制期间，美国火星探测车 B 最后巡航阶段[5]，“卡西尼”号土星探测器[4]，以及最近的“金星快车”探测器[8]。采用 EVN 进行轨道确定时，中性大气时延误差有两种修正方法：(1) 采用经验模型和维也纳映射函数 (Vienna mapping functions 1, VMF1)；(2) 采用射线追踪技术[26,27]，该技术在后面进行具体介绍。在高度角较低或探测器射电源角距较大时采用第二种方法，例如“金星快车”跟踪任务 EM081c[8]。

(3) 日本探测器中性大气天顶时延修正法

2007 年，日本 SELENE 探测器发射升空，日本射电天体测量 VLBI 网和国际 VLBI 网 (包括我国上海、乌鲁木齐，澳大利亚霍巴特和德国韦茨拉尔) 采用多频 VLBI 技术进行 SELENE 探测器轨道确定。Liu 等人基于 VLBI 同波速技术进行 SELENE 探测器的轨道确定时，中性大气时延采用 GPS 技术修正。其中，ZHD 采用测站气压值计算，精度为 1 mm；ZTD 采用 GpsTools 软件处理，数据处理时的轨道和钟差文件采用 IGS 网站最终产品，ZTD 精度为 10 mm[28−30]。另外，基于合作协议，日本探测器也由美国深空站跟踪测轨。

(4) 我国探测器中性大气天顶时延修正法

我国深空探测与美国和欧洲相比起步较晚，但发展速度快。针对中性大气时延修正，2014 年，赵军等人基于测站历史气象数据拟合折射衰减系数，建立我国测控站上空中性大气折射率模型，并利用实测地面折射率对统计模型进行优化，该模型成功应用于探测器长管外测数据的实时修正[31]。2019 年，北京航天飞行控制中心构建了一种适用于深空探测实时任务下的区域高精度中性大气时延模型。首先，通过中性大气时延实测值与模型值的比对确定 Saastamoinen 模型天顶时延估计的修正系数，修正后中性大气天顶时延偏差由 1.24 ns 降至约 0.9 ps；其次，为突破 Saastamoinen 模型气象数据约束，基于高程修正的 UNB3m 模型，建立了测站区域大气参数估计模型，大气压强、温度、水汽压的估计偏差分别约为 390 Pa, 6.7 K, 63 Pa，由大气参数模型值与实测值得到的中性大气天顶时延偏差约为 14 ps。

采用该方法，“嫦娥四号”探测器实时定轨残差与事后中性大气时延实测值条件下的结果基本一致[32]。

我国 CVN 也对深空探测器进行跟踪观测，比如“嫦娥”系列探测器和“天问一号”火星探测器。近年来，基于北京、上海、昆明和乌鲁木齐测站 3 年 ZTD 序列，中国科学院上海天文台研发了 CVN 测站本地化天顶时延模型[33,34]，该模型不需要实测数据，可以应用于 VLBI 观测传播介质误差实时修正。基于“嫦娥五号”实测数据分析，该模型计算的中性大气天顶总时延在 4 个测站上的均方根 (root mean squire, RMS) 分别为 0.11, 0.14, 0.03 和 0.08 ns。采用该模型后低高度角 ($10^\circ \sim 28^\circ$) 时 VLBI 时延残差约 0.62 ns。模型表达式为：

$$\begin{aligned} ZTD = \ & ZTD_0 + A_1 \cos\left(\frac{t_{\text{hoy}}}{365.25\times 24}2\pi\right) + B_1 \sin\left(\frac{t_{\text{hoy}}}{365.25\times 24}2\pi\right) + \\ & A_2 \cos\left(\frac{t_{\text{hoy}}}{365.25\times 24}4\pi\right) + B_2 \sin\left(\frac{t_{\text{hoy}}}{365.25\times 24}4\pi\right) + \\ & A_3 \cos\left(\frac{t_{\text{hoy}}}{365.25\times 24}6\pi\right) + B_3 \sin\left(\frac{t_{\text{hoy}}}{365.25\times 24}6\pi\right) \quad , \end{aligned} \tag{7}$$

其中，ZTD 为测站上中性大气天顶时延，ZTD_0, A_i, B_i 为单个站点上的拟合系数，t_{hoy} 是年内小时，使用时需要根据测站确定对应参数及对应时间点。

为了进一步提高中性大气时延修正精度，中国科学院上海天文台基于 GNSS 实测数据实现了 1 h 更新的 GNSS 反演中性大气时延修正技术，并应用于 VLBI 技术定轨事后 3 h 模式。通过“嫦娥五号”实测数据分析，在低高度角 ($10^\circ \sim 28^\circ$)观测时 VLBI 时延残差 RMS 可达到 0.26 ns[34]。

2.2.1.2 映射函数

20 世纪 70 年代，美国深空网采用 Chao 等人提出的映射函数模型，将中性大气天顶时延投影到探测器观测方向[17,35]。20 世纪 80 年代 Lanyi, Davis 和 Herring 分别提出了半解析映射函数、CFA2.2[36] 和 MTT[37] 映射函数。20 世纪 90 年代，Neill 提出了NMF[38]，严豪健等人[39] 新建了 UNSW 模型。对于 CFA.2.2 和 UNSW 模型，当地面气象记录偏离模型规范值较大时，映射函数精度会很快下降。MTT 和 NMF 模型可以较好地描述大气变化范围的大气剖面的映射函数。但由于探空气球的局限性，该模型在全球不同地区修正精度差异较大。

美国深空网、欧洲深空网、日本 VLBI 网和我国 CVN 主要采用 NMF 模型将 ZTD 投影到探测器观测方向[13,30]。欧洲 EVN 采用 VMF1 模型获取探测器观测方向中性大气时延修正量[8]。北京航天飞行控制中心通过分析 NMF 映射函数规律，确定干映射参数 a 为响应的主要影响参数，进一步通过最小二乘法计算出参数 a 的最佳值。结果表明在高度角为 10° 时，中性大气时延偏差约 0.3 ns，相对缩小近 1 个量级。该方法应用于“嫦娥四号”实时任务[32]。近两年，我国 CVN 采用 GMF 模型进行投影[34]。

21 世纪以来，随着数值天气模型的建立，维也纳工业大学发展了 VMF 系列模型[40,41]。该系列模型包括第一代 (GMF/VMF1/VMF1-FC)，第二代 (GPT2/GPT2w/VMF2) 和第三代 (GPT3/VMF3/VMF3-FC)，第三代模型精度最好。其中 VMF1, VMF2 和 VMF3 需要

实测格网数据，可以在事后应用；GMF, GPT2, GPT2w 和 GPT3 是经验模型，可以用于实时修正；VMF1-FC 和 VMF3-FC 为采用格网预报产品构建的模型，同样可以应用于实时修正，但该类格网预报产品需要权限才可以获取。武汉大学采用射线追踪法对最新一代模型实时中性大气映射函数 GPT3、VMF3-FC 和站处 VMF3-FC 的建模精度进行了评估。站处 VMF3-FC 精度最优；VMF3-FC 次之，在无站处产品的情况下推荐使用；GPT3 整体表现最差，但其可内嵌在软件中，在不能下载格网预报产品的情况下推荐使用[42]。基于此，深空站可考虑采用该类模型提高探测器观测方向中性大气时延修正精度。

2.2.2 基于 WVR 的中性大气时延修正方法

目前最精确的中性大气时延修正方法是基于 WVR 实测，该方法可以直接测量探测器观测方向上的亮温，然后通过专用反演算法估计中性大气湿时延。干时延通过 WVR 观测的压强基于反演算法获取。该技术受液态水的影响，在大雨或多云天气条件下反演算法可能失效。这也是该方法应用在深空探测的一个严重限制因素。

美国 JPL 最早发展了 WVR。1995 年，Keihm 对加利福尼亚戈德斯通站一年的 WVR 数据与本站预报模型进行统计分析，中性大气修正精度在 1 h 内的时间尺度上可以提高 30%，超过 1 h 则与预报模型精度相当[43]。2003 年，JPL 的 Tanner 和 Riley 设计了新型 WVR，安装于深空站，用于“卡西尼”探测器定轨中校准中性大气时延的影响。通过两台辐射计的相互比较和近 1 a 的连续曲线标定，对辐射计的性能进行了评估。该 WVR 在 $1\,000 \sim 10\,000$ s 时间尺度上的亮温稳定性优于 0.01 K，30 d 时间尺度上的亮温稳定性为 0.05 K，1 a 时间尺度上的亮温稳定性为 0.15 K[44]。2007 年，为了支持“卡西尼”探测器完成深空探测任务，美国 DSN 各站上配备了 JPL 研发的窄波束增益稳定的 WVR，用于 $100 \sim 10\,000$ s 的时间尺度上高精度校准中性大气波动。实验表明，在短基线干涉测量时间尺度 $2\,000 \sim 10\,000$ s 中，湿时延校准的相位残差阿伦标准差优于 2×10^{-15}。在半干燥条件下，WVR 可以将水蒸气引起的相对时延校准到 1 mm (RMS) 以上，绝对时延校准到 3 mm 以上[2,20]。

欧洲深空站各配置了 2 套德国研发的 WVR (型号 RPG-HATPRO)。第 1 套 WVR 于 2014 年 11 月安装在西班牙站，WVR 距离深空站射电望远镜天线 100 m，确保与主天线的干扰最小。该 WVR 由 2 个接收机共 14 个通道组成，其中 7 个通道用于测量 $20 \sim 30$ GHz 水汽吸收波段，另 7 个通道用于测量 $50 \sim 60$ GHz 氧气吸收波段。这种设计可以更好地提供高热稳定性和测量精度。通过对安装在荷兰卡鲍的 WVR (型号 RPG-ATPROP) 进行研究，发现天线波速对中性大气时延修正精度的影响较小，射电天线与 WVR 最佳相对距离为 25 m，两个天线的指向偏差为毫米量级[45]。

2014 年 Graziani 等人[46]采用阿伦标准差 (Allan standard deviation, ASD) 评估了 WVR 在探测器定轨中校准中性大气变化的作用。通过为 WVR 波束引入指向偏移，使其与深空站天线波束相交，风量中各点之间的距离减小，从而减少残余 ASD。测试表明产生的 ASD 减少到其零点偏移值的 55%。欧洲深空站 WVR 与 ITU-R 模型[47]和附近美国深空站 WVR (相距 10 km) 均具有较好的一致性[7]，为欧洲和日本联合打造的“贝皮科伦布号”水星探测提供技术参考。

2013 年左右，中国喀什和佳木斯深空站分别安装了一套中国电波传播研究所生产的 WVR。2020 年，上海 VLBI 站配备一套德国 WVR (型号 RPG-G5)，北京、昆明和乌鲁木齐 VLBI 站分别配置一套中国电波传播研究所生产的 WVR (型号 HZD-X)，亮温长期测量精度可以达到 0.2 K[48]。通过与 GNSS 技术对比，德国 RPG-G5 天顶湿时延修正精度优于 10 mm，中国电波传播研究所 HZD-X 天顶湿时延修正精度优于 15 mm。

2.2.3 其他方法

探空资料和数值天气模型 (numerical weather model, NWM) 资料等可以提供三维气象信息，为计算大气的折射率场提供了可能，利用射线追踪技术在折射率场的基础上对信号传播路径上的折射率进行积分，可以直接获得大气对信号的时延量。目前多个国家和地区可以提供数值天气预报资料，如欧洲中期天气预报中心发布的再分析资料，美国国家环境预报中心发布的气候预报系统再分析资料等。当前的 NWM 模型中将更多小尺度天气现象融入模型的运行，极端天气情况下通过射线追踪技术计算中性大气时延的精度也可以得到保证。采用射线追踪技术获取的 ZTD 与 GPS 技术反演 ZTD 对比，偏差为 0.9 mm，RMS 约 16 mm[26]，在 EVN 探测“金星”任务中，高度角较低或探测器射电源角距较大时采用该方法[8,27]。

2016 年，意大利学者提出天气预报数值模型与微物理定向传播方案相结合的方法，用于预测大气对深空站链路中 Ka 波段信号的影响。天气预报数值模型用于预测短期大气状态；微物理定向传播方案主要是三维辐射传输模型，用于计算倾斜路径衰减和天线噪声温度，进而预测 Ka 波段的接收机信噪比。相比传统 ITU-R，该方法可以表征热不均匀和大气散射。利用区域天气预报数值模型对大气状态进行短期预测，选择“贝皮科伦布号”探测器进行测试，在接收短期和丢失数据量方面，使用每日天气预报数值模型，而不是每月的气候统计数据，每年的数据量回报可以增加 20% 以上[49]。

2021 年，考虑系统性测量误差及模型稳定性，北京航天飞行控制中心对中性大气天顶时延和映射函数的混合模型进行了改进，并在“嫦娥五号”中进行了验证，具体公式如下：

$$D = \frac{d}{\sin\theta + a} + b \quad , \tag{8}$$

其中，D 为中性大气时延，d、a 和 b 为模型参数，θ 是观测仰角。

中性大气时延混合模型解决了仰角越低误差越大的问题，使得建模误差在整个观测弧段均衡分布，提高了低仰角弧段中性大气时延模型精度；佳木斯、喀什深空站模型值与实测值差异 RMS (含实测设备误差) 最大差别为 0.165 m、0.012 m[50]。

另外，国际地球自转服务 (International Earth Rotation and Reference Systems Service, IERS) 规范针对无线电和光学地基测量数据的中性大气时延推荐了相应的修正方法[51]。对于无线电地基测量数据，采用 Davis 等人于 1985 年提出的 Saastamoninen 模型作为先验值修正中性大气时延，然后采用 VMF1 映射函数模型将天顶时延投影到斜路径方向，在 VMF1 不可用时采用 GMF。中性大气湿延迟和梯度作为未知参数进行估计[52]。对于光学地基测量数据，推荐采用 Mendes 和 Pavlis 在 2004 年提出的中性大气天顶时延模型，该模型与射线追踪技术获取的中性大气天顶时延比对 RMS 为 1 mm[53]。然后，采用 Mendes 等

人在 2002 年提出的映射函数模型，将天顶时延投影到斜路径方向，该映射函数模型基于 Marini 连分式表示，采用 180 个全球探空站 1 a 的序列拟合模型系数[54]。

2.3 小　结

本节对中性大气时延产生机理和修正方法进行了介绍。为了更直观区分各种修正方法的优缺点，表 1 给出了几种常用中性大气时延不同修正方法在时效性、修正精度等方面的比对情况。在实时任务下，可以采用拟合天顶时延模型+映射函数、微波辐射计和射线追踪技术进行修正，但微波辐射计的缺点是下雨天无法使用。由于数值预报模型大部分基于欧美等地区实测资料构建，基于数值预报模型的射线追踪技术修正中性大气时延在中国深空站的修正精度还有待进一步验证。

表 1　不同中性大气时延修正方法对比

修正方法	时效性	修正精度	实测资料	备注
天顶时延模型+映射函数	实时	低	不需要	
温湿压气象资料+映射函数	准实时	略低	需要	
小时更新GNSS+映射函数	准实时	中等	需要	
事后GNSS+映射函数	事后	高	需要	
微波辐射计	实时	高	需要	雨天无法使用
射线追踪	实时	中等	不需要	受数值预报模型精度限制

相比各种模型，基于 GNSS 技术反演是修正中性大气天顶时延精度较高的一种方法。但该方法缺点是还不能用于实时任务。目前 GNSS 跟踪站可以提供实时数据流，IGS 实时工作组可以提供实时轨道钟差产品，基于实时数据流获取实时中性大气时延改正成为可能，是未来深空探测中地基测量数据中性大气天顶时延改正的一个研究方向。另外，映射函数的精度直接影响深空探测中地面站低高度角观测时地基测量数据中性大气时延修正的水平，目前国际上 GPT 系列模型修正精度相对较高，可以应用于 VLBI 观测实时修正。由于目前的映射函数模型基于全球数据构建，而各个区域气象条件差异较大，为了进一步提高中性大气时延在低高度角观测时的修正精度，可以考虑开展本地化映射函数方面的深入研究。

3　电离层

本文所讨论电离层主要指距地面 50 km ∼ 1 000 km 高度的地球高层大气空域。该区域存在相当多的自由电子和离子，使无线电波改变传播速度，发生折射、反射和散射等。

3.1 电离层时延产生机理

电离层具有非均匀性、各向异性和色散性特征。非均匀性表现在电离层电子密度随着空间位置的不同而不同,各向异性表现为折射指数随波的传播方向不同而不同,色散性是指折射指数依赖于波的频率。当无线电波穿过电离层时，折射指数不再等同于真空中的折射指数，而是光速与波在电离层中传播速度的比值。相比真空中的传播，该差异称为电离层时延

效应。

电磁波通过电离层时引起的传播路径的时延为：

$$\Delta\rho = \int_{r}^{sv} (n-1)\mathrm{d}s + \left[\int \mathrm{d}s - \int \mathrm{d}r\right] \quad , \tag{9}$$

其中，$\mathrm{d}s$ 表示信号到观测台站的真实传播路程，$\mathrm{d}r$ 表示信号传播的几何路程，第二个因式表示几何路径与传播路径间的弯曲程度大小。

电离层中带电粒子的分布极不均匀。电离层时延的大小取决于航天器视线、观测频率、一天中的时间、季节和自当前太阳周期开始以来的时间。在 S 波段，天顶电离层时延范围为 $1 \sim 10$ m，在高度角约 0° 处的时延约为天顶时延的 3.5 倍。

依赖于 VLBI 技术进行探测器测控时，采用交替观测探测器和河外射电源的方式可以消除测站相关的误差。同时探测器与河外射电源的角距对较差会产生影响，即角距越大，较差误差越大。电离层时延对较差产生的误差可通过下式表示：

$$\Delta\tau_{\mathrm{ion}} \approx \sqrt{2} \times \frac{\varepsilon_{\mathrm{ion}}}{c} \cdot f_m \cdot \theta_{\mathrm{sep}} \quad , \tag{10}$$

其中，$\varepsilon_{\mathrm{ion}}$ 为任意方向电离层时延修正后的误差，f_m 是映射函数的导数值，θ_{sep} 为探测器相对于河外射电源的角距。

3.2 电离层时延修正法

电离层时延误差与观测频率有关，在 2 GHz 下能达到几十纳秒。电离层时延与观测频率的平方成反比，根据频率不同常分为双频观测的电离层时延误差修正方法和单频观测的电离层时延误差修正方法。

3.2.1 双频观测电离层时延误差修正法

假设深空站以双频率 f_1 和 f_2 进行探测器观测，电离层引起的无线电信号路径时延分别为：

$$\begin{aligned} \Delta\rho_{\mathrm{ion}}(f_1) &= \frac{k_1}{f_1^2} \times C_{\mathrm{TE}} \\ \Delta\rho_{\mathrm{ion}}(f_2) &= \frac{k_1}{f_2^2} \times C_{\mathrm{TE}} \end{aligned} \quad , \tag{11}$$

其中，$\Delta\rho_{\mathrm{ion}}$ 为电离层引起的信号时延，$k_1 = 40.28\ \mathrm{m}^3 \cdot \mathrm{s}^{-2}$，$C_{\mathrm{TE}}$ 是电磁波在传播路径上的电子总含量。

两个频率信号到达测站的时间差为：

$$t_2 - t_1 = \frac{k_1 \times C_{\mathrm{TE}}}{c} \left(\frac{1}{f_2^2} - \frac{1}{f_1^2}\right) \quad , \tag{12}$$

$$\frac{k_1 \times C_{\mathrm{TE}}}{c} = \frac{f_1^2 f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}(t_2 - t_1) \quad . \tag{13}$$

然后可得到两个无线电频率信号到达测站时，由于电离层效应引起的时延为：

$$\begin{cases} \Delta t_{\rm ion}(f_1) = \dfrac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}(t_2 - t_1) \\ \Delta t_{\rm ion}(f_2) = \dfrac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2}(t_2 - t_1) \end{cases} . \tag{14}$$

IERS 规范里推荐双频观测时采用此方法修正电离层时延的影响[51]。对于深空探测地基测量数据来说，可以通过此方法消除一阶电离层影响，残余的电离层高阶项对群时延的影响小于 1 mm，可以忽略。美国“卡西尼”探测器第一个采用多频链路 (Ka 和 X 波段) 观测，消除了地球电离层的影响[45,55]。

对于绝大部分深空探测 VLBI 技术定轨任务来说，所用单通道带宽以及整个频带跨度无法像测地 VLBI 技术一样做宽，且因实时任务无法保证探测器观测信标全部开启，因此并不适合采用双频法实时消除电离层影响。

3.2.2　单频观测电离层时延误差修正法

对无线电信号单频观测来说，电离层时延误差可以通过模型进行修正。由于电离层时延与频率有关，电离层时延修正需要区分站点、探测器和频率。

(1) 美国探测器电离层时延修正法

1986 年，Lanyi 利用 GPS 卫星观测数据，采用多项式表达式构建了区域电离层改正模型，开启了利用 GNSS 数据反演电离层模型的新方向[56]。2001 年，美国火星探测器“奥德赛”轨道确定时采用深空站 ΔDOR 测量数据，电离层时延采用 GPS 观测数据反演的电离层改正模型进行修正。由于马德里深空站没有观测数据，采用差分距离与积分多普勒技术测定总电子含量[19]。2007 年，JPL 采用 GPS 观测数据反演获取的电离层改正模型标校深空站 ΔDOR、VLBI 观测值和 VLBA 阵列观测值[5]。从 2006 年到 2009 年，美国“卡西尼”号探测器探测金星时采用 10 个 VLBA 天线跟踪，由于观测不包含非常广泛分离的频带，电离层时延采用 GPS 观测数据反演的垂直总电子含量 (vertical total electron content, VTEC) 全球分布图进行修正，VTEC 采样间隔 2 h，采用线性内插方式计算测控站点 VTEC[4]。

美国深空探测中电离层时延修正针对每个测控站点、航天器和频率进行设计。电离层校准时延值以 2 295 MHz 频率作为基准，根据任务需要,电离层校准时延可以很容易地转换到其他频率，计算每个测控站探测器视线方向电离层校准时延。电离层校准时延采用归一化多项式表示，作为归一化时间的函数，可以同时提供多个分段连续多项式。在使用时，用户必须提供探测器轨道信息。对于 ΔDOR 测量数据，还必须提供河外射电源位置信息[18]。

(2) 欧洲探测器电离层时延修正法

欧洲深空网在早期主要采用 Klobuchar 模型修正电离层时延[13,57]，该模型修正精度为 50%。21 世纪以来发展了另一个经验模型 NTCM-GL (Global Neustrelitz TEC Model)[13,58]，该模型基于欧洲定轨中心 (Center for Orbit Determination in Europe, CODE) 提供的 1998—2007 年高精度全球总电子含量 (total electron content, TEC) 数据拟合而成，负偏差为 0.3 TECU，*RMS* 偏差为 7.5 TECU。与 TOPEX/Poseidon 测高仪结果相比，NTCM-GL 模

型 RMS 偏差在太阳活动低年和高年分别为 5 TECU 和 11 TECU。另外，基于合作协议，欧洲深空网电离层时延修正也由美国 JPL 提供技术支持。

近几年，除了中性大气时延修正平台，欧洲深空网还开发了一个独立的电离层时延修正平台。该平台由欧洲导航办公室基于 GNSS 观测数据计算电离层时延。该平台尽量依赖内部数据和软件，简单、可靠且容易操作，使用 NTCM-GL 模型作为背景场。该平台需要的输入及处理策略包括如下几个方面：(1) 需要欧洲测控站的 GNSS 观测数据和全球 IGS 网观测数据；(2) 需要 IGS 发布的常规 GNSS 卫星轨道和钟差产品、常规斜路径电离层时延 (slant Total Electron Content, sTEC) 和硬件延迟 (Differential Code Bias, DCB)；(3) 需要指定 48 h 间隔的欧洲航天器/类星体轨迹信息；(4) 欧洲深空网每次观测不会超过 15 h，因此每天的电离层标校值覆盖 48 h，时间从前天 0 点到当天 0 点，每天 7 点 33 分自动运行；(5) 当测站截止高度角 $\geqslant 5^\circ$ 时才考虑进入观测；(6) 同中性大气标校一样，分快速模式和最终模式，最终模式处理每天启动时间与快速一样，区别在于延迟 4 d 启动；(7) 在 GNSS 观测数据不可用的情况下，欧洲深空网使用 NTCM-GL 计算电离层时延。

GNSS 接收机和卫星 DCB 从导航办公室每天运行的全球电离层模型估计中获得，DCB 不能在绝对意义上进行估计，通过指定卫星 DCB 总和为零的基准实现。为了避免 DCB 估计值出现显著的逐日变化，例如由于某一天的卫星丢失而改变平均值，将过去 7 d 的每日 DCB 估计值合并。

由于探测器观测频率不同，通过以下公式在不同频率间进行电离层时延转换。

$$g_{\text{ion}} = \frac{+40.3}{f^2} \cdot sC_{\text{TE}} \quad , \tag{15}$$

其中，f 是频率，g_{ion} 是 f 频率下的电离层时延，在计算时会设置 $f = 2\,295 \times 10^6$ Hz。

另外，欧洲“Smart-1”探测阶段、美国火星探测器“Rover B”巡航阶段、“卡西尼”探测器在土星上的位置等采用 EVN 进行跟踪。在 VLBI 技术数据处理中，采用 IGS 提供的采样率 2 h 的 VTEC 格网文件和单层投影函数修正电离层时延误差，该产品 C_{VTE} 精度为 2~9 TECU[8]。具体计算公式如下：

$$C_{\text{TE}} = \frac{C_{\text{VTE}}}{\cos(z')} \quad , \tag{16}$$

其中，C_{TE} 为观测方向的倾斜总电子含量，C_{VTE} 为垂直总电子含量，z' 是电离层单层模型到目标探测器的天顶距。

$$z' = \arcsin\left(\frac{R}{R+H}\right) \cdot \sin(z) \quad , \tag{17}$$

其中，R 是地球平均半径，H 为电离层的高度，z 是目标探测器的视真空天顶距。

每个测站上电离层时延可以通过下式计算得到：

$$\tau_{\text{ion}} = \frac{5.308\,018\, C_{\text{TE}}}{4\pi^2 \cdot f^2} \quad , \tag{18}$$

其中，f 是观测频率。

(3) 日本探测器电离层时延修正法

2001 年以来，日本采用多频 VLBI 技术对 SELENE 探测器进行轨道确定，通过双频观测消除一阶电离层时延影响。当探测器频率发生变化不能采用双频组合消除一阶电离层时，延时采用 CODE 提供的全球电离层 $C_{\rm TE}$ 模型修正。该电离层模型基于全球 GNSS 网观测数据反演构建，采用 15 阶次球谐系数形式表示，时间分辨率 2 h，通过平滑内插方式得到 1 min 采样间隔电离层修正数据[30,59,60]。

(4) 我国探测器电离层时延修正法

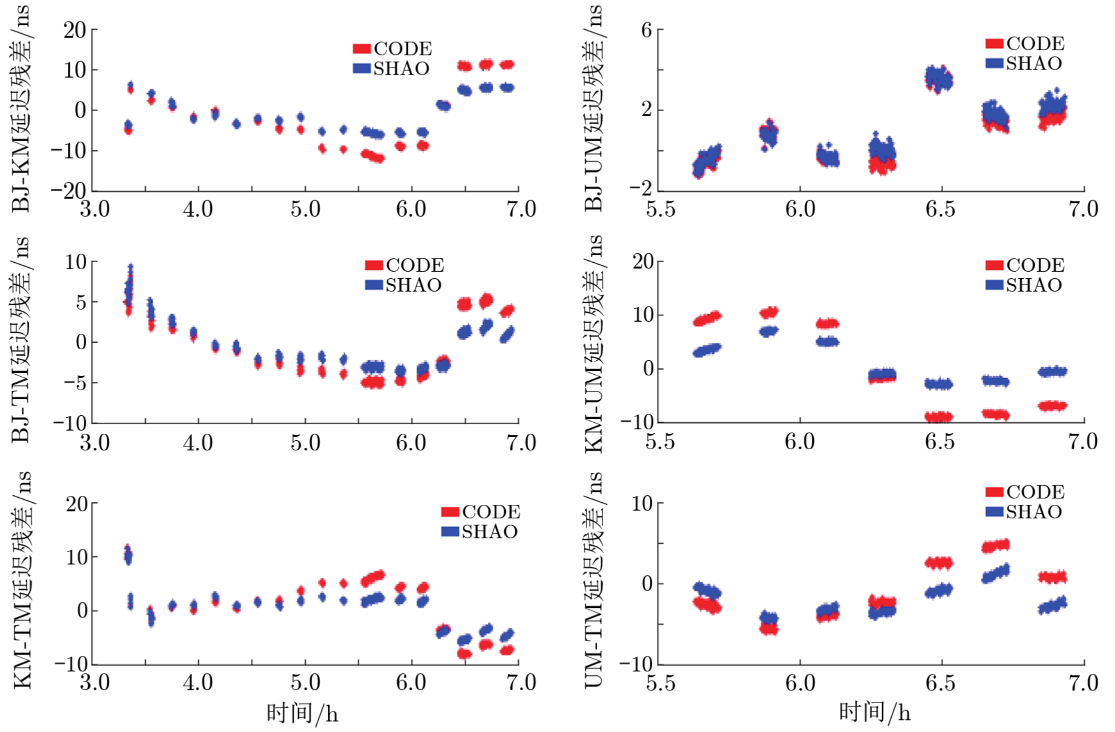
北京航天飞行控制中心针对“嫦娥四号”中继星任务 S 频段信标信号的高精度实时干涉测量需求，结合深空测控干涉测量系统采用的稀疏标校工作模式，研究验证了一种面向测控模式实时干涉测量的电离层时延修正方法。该方法具体策略包括如下几个方面：(1) 基于跟踪弧段前 3 d 左右内的深空站 $C_{\rm TE}$ 实测数据；(2) 由于测站配置的 GPS 双频接收机提供的 TEC 为视线向的测量值，首先依据电离层投影函数转化为天顶向 $C_{\rm VTE}$ 值，选取三角函数型投影函数；(3) 对连续序列的 $C_{\rm VTE}$ 进行质量评估，剔除异常时间段观测量，基于周日特性，以日积秒为自变量、$C_{\rm VTE}$ 为变量拟合多项式模型，模型阶数可视拟合残差动态调整；(4) 依据模型系数及跟踪弧段的日积秒，计算测站 $C_{\rm VTE}$ 值；(5) 结合数据处理系统中跟踪弧段内目标高度角等信息，经投影函数转化计算视线向的 $C_{\rm TE}$ 预测值。通过“嫦娥四号”中继星任务期间的实测数据分析，该方法可以将实时测量精度提升 $1\sim3$ ns；对低仰角跟踪弧段，该方法优势更为明显[61]。

由于 IGS 跟踪网络覆盖广，跟踪站间距大。中国科学院上海天文台 CVN 采用中国“陆态网”加密的方式构建了全球电离层精修正模型 SHAO-GIM，该方法解决了 IGS 跟踪网在中国区域稀疏的问题，提高了我国 CVN 站上电离层时延修正精度。图 4 是 2014 年 10 月 24 日“嫦娥五号”再入返回飞行试验中，S1 波段采用 CODE 和 SHAO 提供的 GIM 模型修正电离层时延后，CVN 站 6 条基线方向的定轨残差。采用“嫦娥五号”再入返回飞行试验实测数据分析，与 CODE 的全球电离层模型产品进行对比，基于 SHAO-GIM 的 VLBI 定轨残差在 S1 波段由 6.07 ns 降低到 3.33 ns；在 S2 波段由 9.10 ns 降低到 7.07 ns；X0 波段由 0.70 ns 降低到 0.60 ns[62]。

另外，IERS 规范也推荐采用 $C_{\rm VTE}$ 模型和映射函数组合的方式修正电离层时延的影响。对于事后用户可以采用 IGS 提供的全球格网 $C_{\rm VTE}$ 模型，修正误差在 $10\%\sim20\%$ 。对于实时用户可以采用 CODE 提供的全球 VTEC 预报模型，全球 $C_{\rm VTE}$ 预报模型平均修正误差在 50% 左右[51]。

3.2.3 电离层时延误差修正经验模型

地基测量数据中电离层时延也通过一些经验模型予以修正。IERS 规范推荐采用国际参考电离层 (international reference ionosphere, IRI) 模型、Klobuchar 模型、NeQuick 模型或 PIM 经验模型[51,63]。经验模型的优点是可以应用于深空探测实时任务，缺点是修正精度低。比如，IRI 模型融合了电离层探测仪、非相干散射雷达、卫星资料和探空火箭资料等，改正效果为 50%[64]。另外，3.1 节提到的欧洲深空探测中采用的背景场模型 NTCM-GL 同样是



注：红色表示 CODE；蓝色表示 SHAO。

图 4　2014 年 10 月 24 日“嫦娥五号”再入返回飞行试验中，S1 波段采用 CODE 和 SHAO 模型修正电离层时延后 CVN 站 6 条基线方向的定轨残差[62]

一种经验模型。

3.3　小结

本节介绍了电离层时延产生机理和目前常用的几种修正方法。为了更直观地区分常用电离层时延修正方法之间的差异，表 2 在时效性、修正精度和观测频率要求等方面进行了对比。对于实时单频观测，建议采用经验模型或全球 VTEC 预报模型+映射函数修正电离层时延；对于事后任务，推荐采用全球 VTEC 事后模型+映射函数组合的方式修正电离层时延；对于有双频观测的深空探测任务，可以采用双频组合法修正电离层时延的影响。

表 2　常用电离层时延修正方法对比

修正方法	时效性	修正精度	观测频率要求
双频组合法	实时	消除一阶项	双频及以上
全球 VTEC 事后模型+映射函数	事后	高	单频及以上
全球 VTEC 预报模型+映射函数	实时	低	单频及以上
Klobuchar 模型	实时	低	单频及以上
NTCM-GL 模型	实时	低	单频及以上
NeQuick 模型	实时	低	单频及以上
IRI 模型	实时	低	单频及以上

近几年来，IGS 开始提供全球实时电离层产品，采用 15 阶次球谐函数形式，时间分辨率为 20 min。与最终全球电离层模型产品比较，精度约为 3 TECU[65]，是目前电离层时延修正研究的一个热点。随着电离层研究的不断深入，小时更新及实时全球电离层模型产品得到发展并有望应用到深空探测任务。该类产品可以提高电离层时延修正的精度及时效性。

4 太阳等离子体

探测器在行星际空间飞行时，会受到太阳风的强烈影响。太阳风是高密度强湍流电离气体 (等离子体) 从太阳中喷射出来的结果，这些电离的离子以 400 km/s 的速度从太阳高速流出后扩散到广阔的行星际空间，使行星际空间成为等离子体区[66]。当电磁波穿过这些区域时，通信信号产生时间延迟，最大可达几十米。

太阳等离子体时延误差通常采用经验模型估计。1981 年，Muhleman 和 Anderson 提出了 M&A 电子密度模型[67]，该模型可以较好地反映等离子区物理背景，在工程任务中应用较多。美国航空航天局提供的日冕距离修正公式使用了 M&A 模型。该模型中等离子体密度可近似表述为：

$$N_{\mathrm{e}}(r,\varphi)=\frac{D}{r^{2.7}}\exp\left(-\frac{\varphi^2}{\varphi_s^2}\right)+\frac{B}{r^2} \quad , \tag{19}$$

其中，r 为日心到探测器与望远镜连线的径向距离 (单位为太阳半径)；φ 为该点的日面纬度，即某点与日心的连线和太阳赤道面的夹角；φ_s 为日心距离相同处等离子体密度最大值所对应的日面纬度；D 和 B 为模型系数，由观测数据拟合得到。Muhleman 和 Anderson 利用火星上的 Viking 飞船的测量数据得出了 1976 年太阳极小期的电子密度，他们取 $D=1.32\times10^6$, $B=2.3\times10^5$。

1995 年，Bird 等人[68]基于 Ulysses飞船的双频信号进行反演并建立了 Bird 模型。2010 年，加州理工学院研究人员提出 Caltech 模型[69]，该模型适用于低日面纬度地区，只与目标到日心的距离有关，运算逻辑简单。该模型公式如下：

$$N_{\mathrm{e}}(r)=2.21\times10^{14}\left(\frac{a}{R_0}\right)^{-6}+1.55\times10^{12}\left(\frac{a}{R_0}\right)^{-2.3} \quad , \tag{20}$$

其中，$N_{\mathrm{e}}(r)$ 为等离子体密度，a 为日心到探测器与望远镜连线的径向距离 (单位 m)，R_0 为太阳半径 ($R_0=6.96\times10^8$ m)。图 5 是采用 Caltech 模型计算太阳等离子体时的几何关系示意图。

刘庆会等人[66]对采用 VLBI 技术进行“天问一号”测定轨时等离子体时延的影响进行了仿真分析，利用“天问一号”探测器发射到着陆过程中太阳-地球-探测器夹角的变化进行计算，发现太阳等离子体时延相对较小。北京航天飞行控制中心采用 Caltech 模型和 M&A 模型分别对“天问一号”太阳等离子体时延误差进行了分析，结果表明两种模型精度相当。图 6 是“天问一号”探测时佳木斯、喀什和阿根廷深空站等离子体延迟对 UXB 测距的双程影响误差，最大约 18.6 m。在采用测距测速数据进行定轨时需考虑等离子体影响[70]。

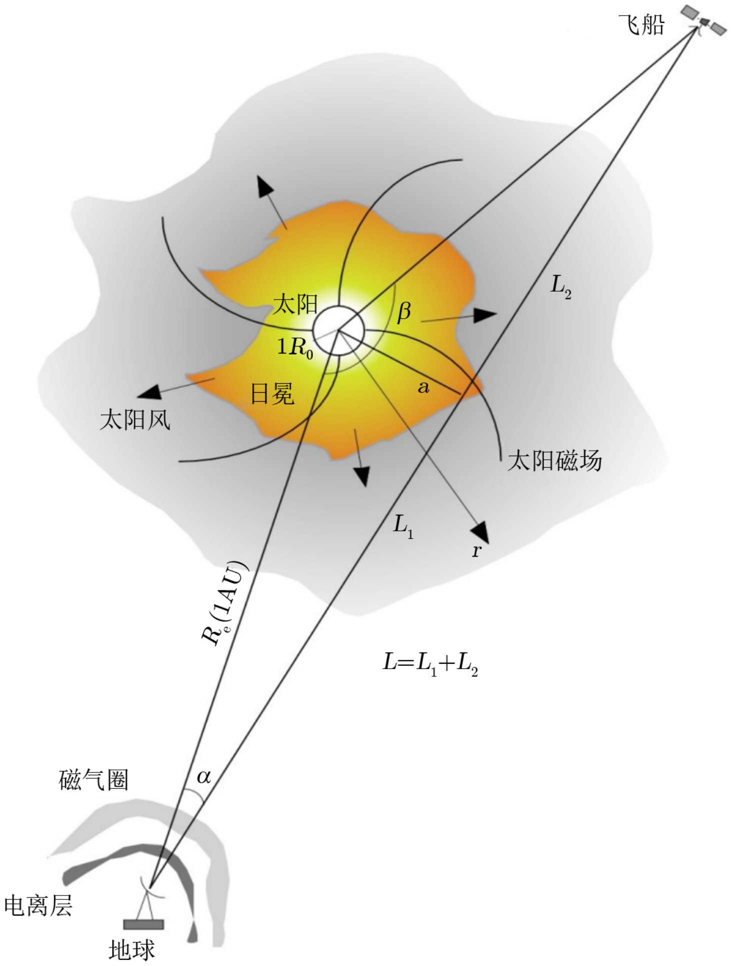
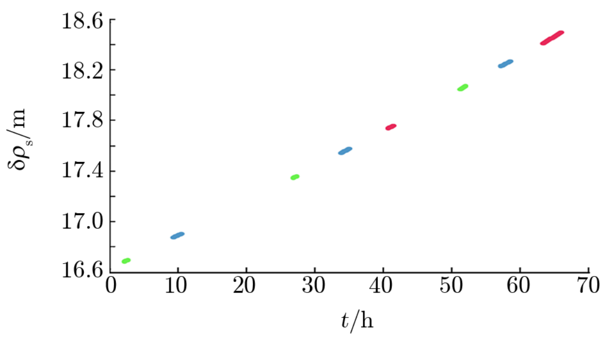


图 5 计算太阳等离子体的几何关系[69]



注：蓝色表示佳木斯深空站，红色表示喀什深空站，绿色表示阿根廷深空站。

图 6 等离子体延迟对 UXB 测距的双程影响误差[70]

5 总结与展望

深空探测中探测器轨道确定时，传播介质误差是一个很重要的误差源，主要包括中性大气时延误差和电离层时延误差等。为了有效削弱该误差源的影响，根据时效性差异，需要选择合适的中性大气和电离层时延改正方法。为此，我们详细分析了中性大气和电离层时延误差产生机理及各测控站修正方法。主要包括美国、欧盟、日本和我国测控站，俄罗斯近三十年探测任务相对较少，且公开资料甚少。对于中性大气时延误差来说，通常可以采用天顶时延+映射函数模型和基于 WVR 修正法等进行改正。若探测器有双频信号观测，可以采用双频组合消除一般电离层影响，高阶项影响很小，可以忽略；然而绝大部分探测器采用单频信号观测，此时可以采用全球或区域电离层模型进行修正。此外，对于行星际的探测，会受到等离子体影响，我们简要介绍了等离子体误差的常用修正方法。

随着深空探测的不断深入，对探测器定轨精度的要求也越来越高。由于中性大气时延影响，低高度角定轨时延残差仍然较大，是制约探测器定轨精度提升的一大因素。目前采用的都是全球通用的映射函数模型，但各个测站气象条件差异较大。所以，针对深空站的本地化映射函数模型的构建是未来的研究重点，也是国际上的研究热点及难点。

参考文献：

[1] 昌胜骐. 博士论文. 北京: 中国科学院大学, 2017: 1
[2] Davarian F P. IEEE, 2011, 99(5): 783
[3] 王海波, 姚旭. 飞行器测控学报, 2016, 35(6): 443
[4] Jones D, Fomalont E, Dhawan V, et al. ASTRON J, 2011, 141: 29
[5] Lanyi G, Bagri D S, Border J S. P IEEE, 2007, 95(11): 2193
[6] 李平, 张纪生. 电讯技术, 2003, 4: 1
[7] Giannini A, Mercolino M, Graziani A, et al. 11th EUCAP, Paris, France: IEEE, 2017: 1
[8] Duev D A, Molera C G, Pogrebenko S V, et al. A&A, 2012, 541: A43
[9] Honma M, Fujii T, Hirota T, et al. PUBL ASTRON SOC, 2003, 55: 57
[10] 董光亮, 李海涛, 郝万宏, 等. 深空探测学报, 2018, 5(2): 99
[11] 洪晓瑜, 张秀忠, 郑为民, 等. 深空探测学报, 2020, 7(4): 321
[12] 殷海涛. 博士论文. 四川: 西南交通大学, 2006: 22
[13] Feltens J, Bellei G, Springer T J. SPACE WEATHER SPAC, 2018, 8: A30
[14] 徐双敬. 博士论文. 北京: 中国科学院大学, 2018: 12
[15] Boehm J, Niell A, Tregoning P, et al. GEOPHYS RES LETT, 2006, 33(7): L07304
[16] Chao C C. JPL TRS, 1974, 32-1587: 1
[17] Estefan J A, Sovers O J. JPL Publication 94-24, JPL, Pasadena, California, October 1994
[18] Machuzak R, Berner J, Pham T. JPL. Deep Space Network External Interface Specification, 2008, 3(5): 1
[19] Antreasian P G, Baird D T, Border J S, et al. J SPACECRAFT ROCKETS, 2005, 42(3): 394
[20] Bar-Sever Y E, Jacobs C S, Keihm S, et al. P IEEE, 2007, 95(11): 2180
[21] Sovers O, Fanselow J L, Jacobs C S. Rev Mod Phys, 1998, 70: 1393
[22] Saastamoinen J. Bulletion Geodesique, 1973, 107: 13
[23] Steigenberger P, Bohm J, Tesmer V. J GEODESY, 2009, 83: 943

[24] Lagler K, Schindelegger M, Bohm J. GEOPHYS RES LETT, 2013, 40: 1069
[25] Lebreton J P, Witasse O, Sollazzo C, et al. Nature, 2005, 438: 758
[26] Hobiger T, Ichikawa R, Koyama Y, et al. J GEOPHYS RES, 2008, 113: d20302
[27] Duev D A, Pogrebenko S V, Calves G M. ASTRON REP+, 2011, 55(11): 1008
[28] Behrend D, Cucurull L, Vila J, et al. EPS, 2000, 52: 691
[29] Liu Q H, Kikuchi F, Matsumoto K, et al. ASR, 2007, 40: 51
[30] Liu Q H, Kikuchi F, Goossens S, et al. Journal of the Geodetic Society of Japan, 2009, 55(2): 243
[31] 赵军, 王西京, 张华, 等. 飞行器测控学报, 2014, 33(1): 25
[32] 路伟涛, 谢剑锋, 韩松涛, 等. 中国科学: 技术科学, 2019, 49(11): 1286
[33] 姜君, 宋淑丽, 周伟莉. 大地测量与地球动力学, 2020, 40(3): 231
[34] Zhou W L, Song S L, Hu X. RADIO SCI, 2022, 57(7): 1
[35] Chao C C. JPL TECHNICAL REPORT, Pasadena, California: JPL, 1987: 32
[36] Davis J L, Herring T A, Shapiro I I, et al. RADIO SCI, 1985, 20(6): 1593
[37] Herring T A. J GEOPHYS RES, 1990, 95: 12561
[38] Niell A E. J GEOPHYS RES-SOL EA, 1996, 101(B2): 3227
[39] 严豪健, 平劲松, 陈义, 等. 测绘学报, 1996, 25(1): 67
[40] Kouba J. J GEODESY, 2008, 82: 193
[41] Landskron D, Bohm J. J GEODESY, 2018, 92(4): 349
[42] 周要宗, 楼益栋, 张卫星, 等. 武汉大学学报·信息科学版, 2021, 46(12): 1881
[43] Keihm S J. TDA Progress Report, Platteville, Colorado, 1995: 1
[44] Tanner A B, Riley A L. RADIO SCI, 2003, 38(3): 8050
[45] Tortora P, Crewell S, Elgered G, et al. SPACE COMMUN. 2013, 22: 159
[46] Graziani A, Jarlemark P, Elgered G, et al. IEEE T ANTENN PROPAG, 2014, 62(5): 2634
[47] Pereira C, Janvier D V, Montenegro-Villacieros B, et al. 7th EUCAP, Sweden: IEEE, 2013: 1
[48] Chen H C, Ge J X, Kong Q D. Atmosphere, 2021, 12: 1601
[49] Biscarini M, Marzano F S, Milani L, et al. IEEE T ANTENN PROPAG, 2016, 64(1): 235
[50] 任天鹏, 路伟涛, 孔静, 等. 深空探测学报, 2021, 8(6): 572
[51] Petit G, Luzum B. IERS Technical Note, 2010, 36: 132
[52] Davis J L, Herring T A, Shapiro I I, et al. RADIO SCI, 1985, 20(6): 1593
[53] Mendes V B, Pavlis E C. Geophys Res Lett, 2004, 31: 1
[54] Mendes V B, Prates G, Pavlis E C, et al. Geophys Res Lett, 2002, 29(10): 1414
[55] Armstrong J W, Iess L, Tortora P, et al. ASTROPHYS J, 2003, 599: 806
[56] Lanyi G. TDA Progress Report 42-85, Platteville, Colorado: JPL, 1986: 1
[57] Klobuchar J A. IEEE T AERO ELEC SYS, 1987, AES-23(3): 325
[58] Jakowski N, Hoque M M, Mayer C. J Geod, 2011, 85: 965
[59] Iwata T, Takahashi M, Namiki N, et al. Journal of the Geodetic Society of Japan, 2001, 47(1): 558
[60] Kono Y, Hanada H, Ping J S, et al. EPS, 2003, 55: 581
[61] 韩松涛, 谢剑锋, 王美, 等. 深空探测学报, 2019, 6(3): 232
[62] 周伟莉, 宋淑丽, 李培佳, 等. 深空探测学报, 2020, 7(4): 362
[63] Daniell R E, Brown L D, Anderson D N, et al. RADIO SCI, 1995, 30(5): 1499
[64] Bilitza D. ASR, 2004, 33: 838
[65] Liu Q, Hernández-Pajares M, Yang H, et al. EARTH SYST SCI DATA, 2021, 13(9): 4567
[66] 刘庆会, 昌胜骐, 黄勇, 等. 中国科学: 物理学力学天文学, 2017, 47(9): 099504
[67] Muhleman D O, Anderson J D. ASTROPHYS J, 1981, 247: 1093
[68] Bird M K, Patzold M, Edenhofer P, et al. A&A, 1996, 316: 441
[69] California Institute of Technology. DSN Telecommunications Link, 2010: 6
[70] 段成林, 张宇, 韩意, 等. 深空探测学报, 2021, 8(6): 592

An Review of the Propagation Delay Calibration of Ground Station Observations in the Deep Space Exploration

ZHOU Wei-li[1,2,3], SONG Shu-li[2], HU Xiong[1], JIANG Jun[2,3]

(1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 2. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In deep space exploration, the spacecraft trajectory is mainly measured by the ground tracking stations. The radio signals transmission between spacecraft and stations will be affected by the earth's propagation medium error, which contains neutral atmospheric delay and ionospheric delay, et al. According to the application requirements of propagation delay calibration in deep space exploration, we investigate the ground station observations' propagation delay at home and abroad, and focus on the basic principles and calibrated methods of VLBI observations' neutral atmosphere and ionosphere. The development trend of the key technologies in the future are analyzed, to improve the accuracy and timeliness of the propagation delay calibration. This paper can provide a reference for propagation delay calibration for trajectory determination of the spacecraft.

Key words: deep space exploration; neutral atmospheric delay; ionospheric delay